

燃烧室出流条件对涡轮静叶端壁流动结构和传热冷却特性的影响

孙添一, 张培垣, 李志刚, 李军

(西安交通大学叶轮机械研究所, 710049, 西安)

摘要: 论文数值研究了不同燃烧室旋流器时序位置与旋流方向工况下, 涡轮静叶叶栅气动特征, 端壁附近流动结构, 总压损失系数和端壁、叶表传热与冷却特性以及冷却气的流动趋势; 建立了双环预混旋流器(TAPS)燃烧室简化模型, 将其与涡轮第一级静叶叶栅进行整体数值计算。研究表明: 本文计算采用的 TAPS 燃烧室模型旋流器出口旋流数为 0.71, 可以代表典型贫油预混燃烧室流动特征; 火焰筒内壁发散冷却气会在静叶端壁附近形成高总压区, 燃烧室旋流使中间叶展位置总压降低; 正向旋流会在叶片前缘处分为两股, 反向旋流则全部流入一个叶栅通道; 燃烧室旋流冲刷会显著提升叶片吸力面上游换热强度, 正向旋流会对下端壁压力面侧的冷却效果产生负面影响; 槽缝射流局部吹风比在滞止点处最低, 但旋流器正对叶片前缘时, 旋流会削弱滞止点的影响; 静叶端壁流动结构与传热、冷却特性受到燃烧室出流条件的显著影响, 在进行叶栅气动性能优化与冷却结构设计时需对其加以考虑。

关键词: 燃烧室旋流; 发散冷却; 静叶端壁; 流动结构

中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202301015 **文章编号:** 0253-987X(2023)01-0152-12

Effect of Combustor Outflow Conditions on the Flow Structure and Heat Transfer Cooling Characteristics of Turbine Vane Endwall

SUN Tianyi, ZHANG Kaiyuan, LI Zhigang, LI Jun

(Institute of Turbomachinery, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: This paper, through the numerical analysis research, investigates the aerodynamic characteristics of the turbine vane cascade, flow structures near the turbine vane endwall, total pressure loss coefficient, heat transfer and cooling characteristics on the endwall and vane surface, and the flow trend of the cooling air under different conditions with different clocking positions and whirling directions of the combustor swirler. A simplified model of twin annular pre-mixing swirler (TAPS) combustor is established, and the overall numerical calculation is carried out by including the turbine nozzle vane cascade combined and the combustor section as a whole. The obtained results show that the TAPS combustor calculation model used in this paper has a swirl number of 0.71 at the outlet of the swirler, which can represent the typical flow characteristics of a lean-burn premixed combustor. The emission of cooling air from the inner wall of the flame tube

收稿日期: 2022-04-02。 作者简介: 孙添一(1998—), 男, 博士生; 李军(通信作者), 男, 教授, 博士生导师。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51936008)。

网络出版时间: 2022-07-28

网络出版地址: <https://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20220829.1534.002.html>

leads to a high total pressure area near the vane endwall, while combustor swirling flow reduces the total pressure at mid-span position. The positive swirling flow is separated into two streams at the vane leading-edge, while the negative swirling flow enters one cascade as a whole. The combustor swirling flow significantly enhances the upstream heat transfer on the vane suction side. The positive swirling flow negatively affects the cooling effect on the pressure side of the hub endwall. The local blowing ratio of slot jet flow is the lowest at the stagnation point, but when the swirler is aligned with the vane leading-edge, the swirling flow weakens the influence of the stagnation point. The flow structure, heat transfer and cooling characteristics of the vane endwall are significantly affected by the combustor outflow conditions, which need to be considered when optimizing the aerodynamic performance of vane cascade and designing the cooling structure.

Keywords: combustor swirling flow; effusion cooling; vane endwall; flow structure

航空发动机核心机提高透平进口温度以改善热效率的同时,还导致热力型 NO_x 排放量增加。高效率、低排放、高可靠性的航空发动机发展趋势对燃烧技术与涡轮气热设计提出了更高的要求。先进燃烧室采用的贫油预混燃烧技术使燃烧室出口出现热斑、强旋流与高湍流度^[1]。燃烧室、涡轮交界面的非均匀气热参数分布显著影响高压涡轮级的气热性能,为其冷却设计带来了挑战^[2]。

针对燃烧室出口旋流对高压涡轮气热性能的影响,研究人员进行了数值模拟与试验研究。Johansson 等^[3]基于牛津大学透平研究试验台^[4]试验研究了燃烧室旋流器时序位置对涡轮静叶气动性能的影响,结果表明:燃烧室旋流增强了涡轮静叶叶栅中的径向掺混而静叶通道掺混量受旋流器时序位置的影响。达姆施塔特工业大学的研究者在大比例透平试验段(LSTR)^[5]上进行了燃烧室旋流条件对涡轮气热性能影响的研究。Werschnik 等^[6]与 Wilhelm 等^[7]的试验研究结果表明:燃烧室旋流使静叶叶栅端壁传热强度增加,冷却有效度降低,燃烧室出口处湍流强度增加 30%;静叶叶栅总压损失系数由 5.4%(无旋流)增加至 6.5%(旋流核心正对通道中央)和 7.3%(旋流核心正对静叶前缘);旋流产生的残余影响在叶栅出口处依然存在,需要考虑其对动叶部分的作用。Schneider 等^[8]提出了燃烧室出流模型,对旋流与热斑引起的燃烧室出口气热参数分布不均匀的现象进行了数学描述,并对燃烧室出流条件引起的静叶冷却特性不确定度进行量化分析。佛罗伦萨大学 Cubeda 等^[9]对带旋流器的燃烧室模拟器与静叶叶栅进行了数值计算,对比试验测量结果发现:对燃烧室与涡轮静叶进行整体 SAS 模拟结果与试验测量吻合很好,尤其可以准确反映温度径向分布与叶片表面的传热冷却特性,但占用计算资

源多;雷诺平均 N-S 方程(RANS)模型对低 Pr 流动预测较准确,但对高 Pr 剧烈湍流模拟效果较差。Zhang 等^[10]数值研究了静叶叶栅进口旋流方向和旋流强度对带有台阶结构端壁的传热和槽缝冷却特性的影响;张文豪等^[11-12]对贫燃预混燃烧室影响下,涡轮静叶导叶的传热特征进行了研究;栗智宇等^[13]也对燃烧室出口旋流作用下静叶端壁流动结构和传热冷却特性进行了数值计算。

研究人员同时关注了火焰筒发散冷却与燃烧室、透平交界槽缝射流冷却气对涡轮叶栅气热特性的影响。Alqefl 等^[14]研究了发散冷却对直列叶栅流动结构与气热性能的影响,结果表明:发散冷却气冲击叶片压力面并于该位置形成冲击涡,前缘冷却气会为该涡系不断注入能量;冲击涡削弱了通道涡的影响,减少了冷却气向吸力面侧的迁移。Nawathe 等^[15]试验测量了发散冷却、前缘气膜冷却作用下叶栅通道内流动情况,研究发现:冲击涡强度仅和发散冷却气流量有关,来自燃烧室的冷却气流使端壁横流对叶栅通道内流动情况的影响更加显著。孙添一等^[16-17]数值模拟了发散冷却和槽缝射流作用下的涡轮静叶端壁流动结构,研究发现:发散冷却气形成的冲击涡会将冷却气携带至叶表,在压力面形成显著的泛冷却效果;叶栅端壁边界层分离线上游部分由槽缝射流冷却气覆盖,而叶表和下游端壁主要由发散冷却气覆盖。张垚垣等^[18]数值研究了槽缝射流旋流比与密度比对涡轮静叶冷却特性的影响,结果表明:密度比较小时,旋流比降低会恶化端壁冷却效果;而密度比较大时端壁冷却有效度随旋流比减小先降低后增高。

贫燃预混燃烧可以显著减少 NO_x 排放,已经成为先进航空发动机燃烧室的首选,双环预混旋流器(TAPS)燃烧室便是其代表之一。双环预混旋流器

分为值班级与主燃级,正常工况下由值班级提供点火条件,主燃级以贫燃方式组织燃烧,而在低工况下仅有值班级富燃工作^[19]。相比传统的富燃-淬熄-贫燃(rich-burn quench lean-burn, RQL)燃烧室,TAPS 燃烧室火焰筒内壁仅有发散冷却孔而无大直径的稀释射流孔,有效避免应力集中,改善结构强度,缩短了火焰筒长度,节省大量冷却气且减少 NO_x 排放^[20-21]。

贫燃预混燃烧室在燃烧室-透平交界面上的温度分布与旋流特征对高压透平气热特性影响更加显著。本文设计了带有双环预混旋流器与火焰筒内壁发散冷却结构的 TAPS 燃烧室,以获得典型航空发动机环形贫燃预混燃烧室出流条件,将其与透平第一级静叶叶栅进行整体数值计算,对比分析了燃烧室旋流器相对静叶叶栅时序位置与旋流方向对叶栅端壁的流动结构与传热冷却特性的影响,为涡轮静叶端壁气热性能分析和气膜冷却布局设计提供参考。

1 计算模型和数值方法

1.1 计算模型

图 1 给出了包含 TAPS 燃烧室与简化 GE-E3

直叶片环形叶栅计算模型结构示意图。表 1 给出了计算模型几何参数。

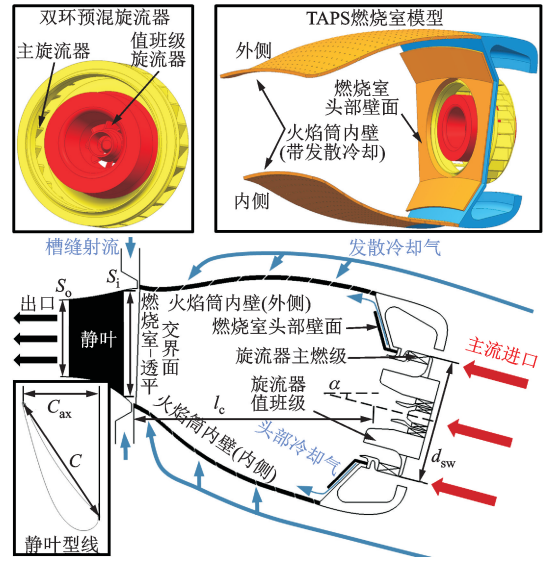


图 1 TAPS 燃烧室与静叶叶栅计算模型

Fig.1 Computational domain of the TAPS combustor and the vane passage

表 1 计算模型几何参数

Table 1 Geometrical parameters of the computational model

参数	数值	参数	数值
旋流器直径 d_{sw}/mm	77.00	旋流器倾角 $\alpha/(\circ)$	15.0
旋流器值班级内圈叶片数 n_{d1}	6	旋流器值班级内圈折转角 $\theta_{d1}/(\circ)$	-30
旋流器值班级外圈叶片数 n_{d2}	8	旋流器值班级内圈折转角 $\theta_{d2}/(\circ)$	-45
旋流器主燃级叶片数 n_m	24	旋流器主燃级折转角 $\theta_m/(\circ)$	55
火焰筒壁厚 δ_c/mm	2.00	头部壁厚 δ_h/mm	0.80
火焰筒长度 l_c/mm	148.65	发散孔径 d_e/mm	0.80
槽缝长度 l_e/mm	5.00	槽缝宽度 d_s/mm	1.40
进口叶展 S_i/mm	65.68	出口叶展 S_o/mm	47.94
轴向弦长 C_{ax}/mm	33.57	实际弦长 C/mm	60.76

双环预混旋流器以 GE 公司 TAPS 燃烧室旋流器为原型^[19-22],为方便进行数值计算对其进行简化,省略了燃油喷嘴等结构,由包含同向双级轴向旋流器的值班级与包含一级径向旋流器的主燃级组成,值班级与主燃级产生的旋流旋向相反。燃烧室头部壁面下方有冷却气流过,同时对火焰筒内壁进行发散冷却。单个计算域对应 18°圆心角,即整周共包含 20 个旋流器,旋流器与静叶叶片数比为 1:2。单个计算域中,包含 18 列燃烧室火焰筒内壁发散冷却气孔,孔排交错排列,外侧壁面 20 排,内侧壁面 18

排孔;发散冷却孔方向与旋流器轴线间夹角为 60°。燃烧室与静叶叶栅间的槽缝中心线位于叶片前缘上游 0.17 倍轴向弦长处,射流方向与主轴轴线垂直。

本文对两种旋流器时序位置与两个旋流方向,共 4 个工况进行了数值计算,如表 2 所示。其中,SWL 表示旋流器轴线正对叶片前缘,SWP 表示旋流器轴线正对叶栅通道中央,两者时序位置相差 4.5°。将主燃级旋流器产生与静叶叶栅折转方向相同的旋流,即以流向为参考的逆时针旋流定义为正向旋流。旋流器位置与旋流方向如图 2 所示。

表 2 各工况旋流器时序位置与旋流方向

Table 2 Swirler clockwise position and swirling direction of different cases

工况	位置	方向
工况 1	SWL	正向
工况 2	SWL	反向
工况 3	SWP	正向
工况 4	SWP	反向

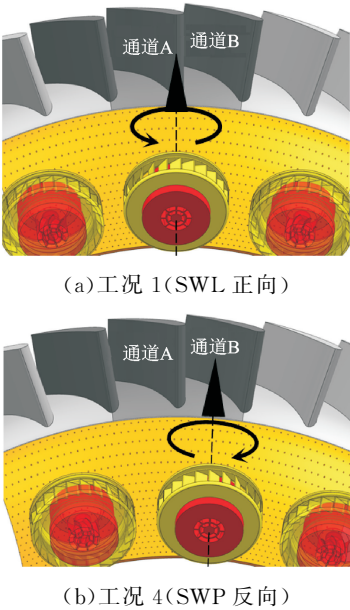


图 2 旋流器时序位置与旋流方向示意图

Fig. 2 Schematics of swirler clockwise position and direction

1.2 数值方法与验证

采用 ANSYS CFX 数值求解三维 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) 方程。表 3 给出了数值计算边界条件,主流、冷却气流量及温度压力等参照相关试验^[22] 给定。进入静叶叶栅的气流流量分配方案为:总流量的 21.93%用于火焰筒发散冷却;10.96%用于燃烧室头部冷却;3.95%用于槽缝射流;余下 63.16%为经由旋流器进入燃烧室的主流。其中主流流量在旋流器中的分配为:值班级 17.5%+主燃级 82.5%。由于本文的数值模拟不考虑化学反应,结合燃烧室实际出口温度将进入旋流器的气流简化为恒温主流。对燃烧室部分进行流固耦合计算,涡轮叶栅部分则不考虑固体域,仅对流动进行模拟。数值计算考虑了燃烧室冷却气与燃烧室头部壁面、火焰筒内壁的换热,固体域材料的密度、热导率及比热容参考燃烧室常用的 HA188 高温合金给出。

表 3 计算边界条件

Table 3 Computational Boundary Conditions

参数	数值
主流进口总压/MPa	2.41
主流流量/(kg·s ⁻¹)	1.800
头部冷却流量/(kg·s ⁻¹)	0.313
发散冷却流量/(kg·s ⁻¹)	0.340(外侧) 0.285(内侧)
槽缝射流流量/(kg·s ⁻¹)	0.060(外侧) 0.053(内侧)
主流进口温度/K	2 000
冷却气温度/K	920
进口湍流强度/%	10.0

为验证数值计算方法对旋流预测的准确性与有效性,本文对达姆施塔特工业大学的大比例 1.5 级轴流涡轮低速旋转试验台燃烧室模拟器部分采用不同湍流模型进行数值模拟。图 3 给出了 LSTR 及其采用的三级旋流器示意图^[23]。试验段每个旋流器对应圆心角为 30°,沿径向分为同心的三圈,取以流向为参考的逆时针方向为正偏转角。表 4 给出了旋流器各级偏转角与叶片数。进行试验时,LSTR 整周流量为 9.183 kg/s,燃烧室-透平交界面处平均静压为 113 kPa^[23]。

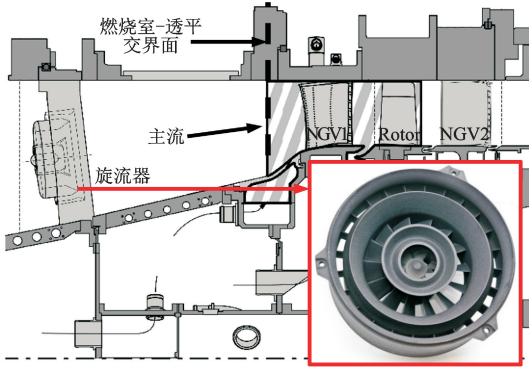


图 3 大比例透平试验段及三级旋流器示意图^[23]

Fig. 3 Schematics of the large scale turbine rig and the three-stage-swirler^[23]

表 4 旋流器结构参数^[23]

Table 4 Structure parameters of the swirler^[23]

旋流器级	叶片数	偏转角/(°)
内圈	7	50
中圈	14	40
外圈	24	-5

图 4 给出了燃烧室-透平交界面处周向平均总压、径向偏转角 α_{rad} 与周向偏转角 α_{tan} 沿径向分布曲线。图 5 给出了该位置试验测量与 $k-\epsilon$ 模型计算得到的偏转角云图。图 4(b) 与图 4(c) 给出的燃烧室-透平交界面周向平均偏转角沿径向分布曲线表明 $k-\epsilon$ 模型预测得到的气流偏转角分布与试验测量结果吻合良好; 同样地, $k-\epsilon$ 模型预测得到的总压分布也与试验测量结果偏差较小。图 5 中 $k-\epsilon$ 模型计算得到的燃烧室-透平交界面气流偏转角二维分布表明该模型对旋流的预测精度较高, 因此本文选择 $k-\epsilon$ 湍流模型进行数值计算工作。

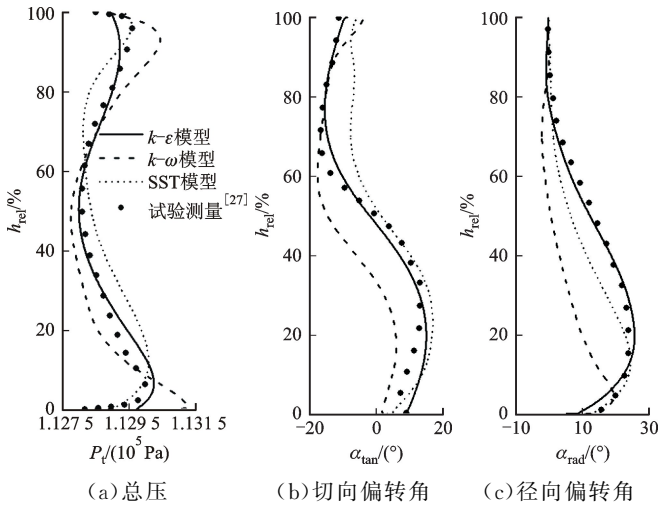


图 4 燃烧室-透平交界面周向平均总压与气流偏转角分布
Fig. 4 Circumferentially averaged total pressure and flow deviation angle distributions at combustor-turbine interface

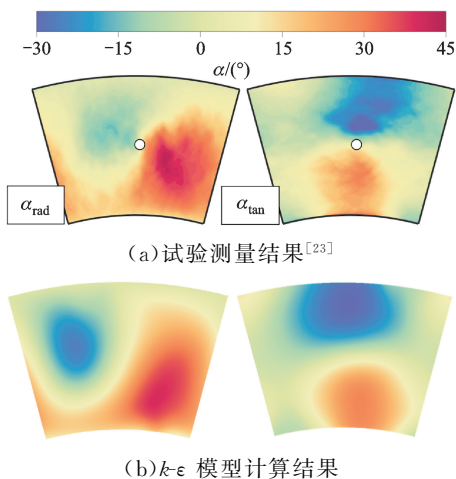


图 5 燃烧室-透平交界面气流偏转角云图
Fig. 5 Flow angle distributions at combustor-turbine interface

采用 Fluent Mesh 对 TAPS 燃烧室部分生成非

结构化网格; 采用 ICEM CFD 对静叶叶栅与槽缝射流结构生成结构化计算网格。分别以燃烧室-透平交界面温度分布系数 f_T 与叶栅出口轴向雷诺数 $Re_{\text{ax}, \text{out}}$ 为指标, 分别对 3 套不同节点数的 TAPS 燃烧室网格与叶栅结构化网格计算网格收敛指数 (grid convergence index, GCI)^[24], 安全系数取为 1.25, 结果如表 5 与表 6 所示。温度分布系数 f_T 被定义为

$$f_T = \frac{T_{3, \text{max}} - \bar{T}_3}{\bar{T}_3 - T_2} \quad (1)$$

式中: $T_{3, \text{max}}$ 为燃烧室-透平交界面最高总温; $\bar{T}_3$ 为燃烧室-透平交界面平均总温; T_2 为压气机出口温度, 即 920 K。叶栅出口轴向雷诺数 $Re_{\text{ax}, \text{out}}$ 被定义为

$$Re_{\text{ax}, \text{out}} = \frac{\rho u_{\text{ax}, \text{out}} C_{\text{ax}}}{\mu} \quad (2)$$

式中: ρ, μ 分别为工质密度与黏性系数; $u_{\text{ax}, \text{out}}$ 为叶栅出口轴向流速; C_{ax} 为静叶轴向弦长。

如表 5、表 6 所示, TAPS 燃烧室单元格数为 43.51×10^6 时, 该部分 GCI 小于 3%; 叶栅结构化网格单元格数为 3.68×10^6 时, 该部分 GCI 小于 1%, 满足网格无关性要求。因此, 采用上述网格规模进行数值计算。

表 5 燃烧室网格无关性验证 (叶栅网格数为 3.68×10^6)

Table 5 Combustor grid independence verification		
单元格数/ 10^6	温度系数 f_T	网格收敛指数/%
18.17	0.321 9	18.71
28.89	0.293 7	6.83
43.51	0.284 3	2.81

表 6 叶栅网格无关性验证 (燃烧室网格数为 43.51×10^6)

Table 6 Vane passage grid independence verification		
单元格数/ 10^6	出口雷诺数 $Re_{\text{ax}, \text{out}} / 10^6$	网格收敛指数/%
1.36	12.54	5.98
2.12	12.64	2.30
3.68	12.70	0.71

2 结果分析与讨论

2.1 燃烧室流动特征与冷却效果

旋流器出口位置旋流数 S 由下式计算

$$S = \frac{\int_0^{r_{\text{sw}}} \rho u_{\text{sw}, \text{ax}} u_{\text{sw}, \text{tan}} r^2 dr}{r_{\text{sw}} \int_0^{r_{\text{sw}}} \rho u_{\text{sw}, \text{ax}}^2 r dr} \quad (3)$$

式中: r_{sw} 为旋流器出口半径; r 为距到旋流器轴线距

离; $u_{sw,ax}$ 、 $u_{sw,tan}$ 分别为沿旋流器轴向与切向的速度分量。

无量纲温度 θ 定义为

$$\theta = \frac{T - T_2}{T_f - T_2} \quad (4)$$

式中: T 为工质总温; T_f 为火焰温度,在本计算模型中为 2 000 K。

旋流器出口整体旋流数 S 为 0.71,其中主燃级旋流器旋流数为 0.90,超过临界值 0.6,满足稳定火焰的旋流强度要求^[25]。图 6 给出了以工况 1 为代表的燃烧室子午面无量纲温度分布与流线图。主流流经旋流器后径向速度较大,向两侧形成主流回流涡,并在中间位置引起回流,形成中央回流区。由于值班级旋流器流量较小且旋向与主燃级相反,回流区的影响会延伸至值班级出口位置,进一步优化值班级点火特性。综上所述,本文模拟结果可准确反映 TAPS 燃烧室内的流动特征。

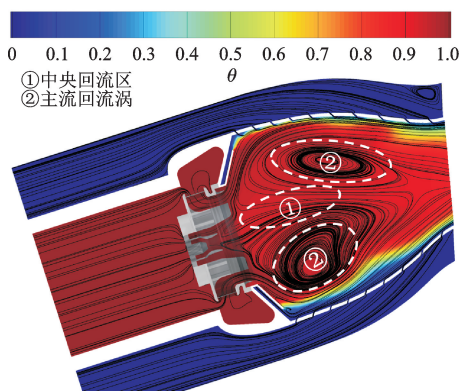


图 6 燃烧室子午面无量纲温度分布与流线图
Fig. 6 Dimensionless temperature distribution and streamlines at combustor meridional plane

火焰筒综合冷却有效度 η_{ft} 定义为

$$\eta_{ft} = \frac{T_f - T_{ft}}{T_f - T_2} \quad (5)$$

式中: T_{ft} 为火焰筒壁面温度。

发散冷却气在火焰筒壁面上形成完整有效的气膜覆盖,综合冷却有效度不小于 0.4。内、外侧火焰筒固体域部分最高温度分别为 1 317 K 与 1 382 K,远低于材料熔化范围 1 570 K~1 630 K,说明在发散冷却的作用下火焰筒材料得到了有效的保护。

2.2 静叶叶栅流动结构

静压系数 C_p 定义为

$$C_p = \frac{p - \bar{p}_{t,in}}{\bar{p}_{t,out} - \bar{p}_{out}} \quad (6)$$

式中: p 为静压; $\bar{p}_{t,in}$ 、 $\bar{p}_{t,out}$ 分别为叶栅进、出口截面平均总压; $\bar{p}_{out}$ 为叶栅出口截面平均静压;进出口截面分别位于叶片前缘上游 0.1 倍轴向弦长($y = -0.1C_{ax}$)与尾缘下游 0.2 倍轴向弦长($y = 1.2C_{ax}$)处。

图 7 给出了叶片前缘上游 1 倍轴向弦长位置截面($y = -C_{ax}$)的静压系数 C_p 分布与平面流线图。图 7 中以红色⊗标记出了旋流器中心在该截面上的投影位置。受到叶栅通道对气流折转作用的影响,旋流位置会发生周向位置偏移。对比图 7(a)、7(b)与图 7(c)、7(d)可见,旋流中心正对叶片前缘时,该截面处的残余旋流强度比旋流正对叶栅通道中央时更大。这是因为叶栅通道对气流的加速作用削弱了旋流产生的影响;滞止区的存在则减缓了正对叶片前缘位置旋流的耗散。旋流方向会对旋流的展向位置产生影响;对比图 7(a)、图 7(c)与图 7(b)、图 7(d),相比反向旋流,正向旋流会产生向内侧火焰筒壁面靠近的趋势。

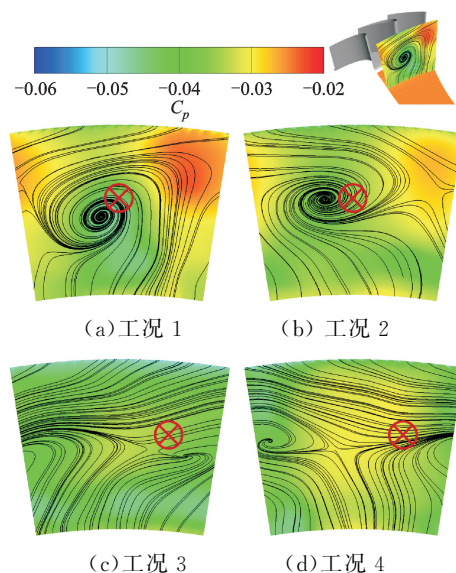


图 7 叶片前缘上游截面静压系数分布与平面流线图
Fig. 7 Static pressure coefficient distributions and surface streamlines at the profile upstream of the vane leading-edge

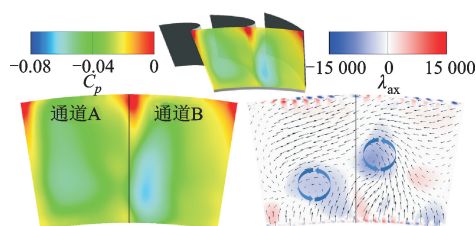
图 8 给出了叶栅进口截面的静压系数 C_p 分布、轴向旋流强度 λ_{ax} 分布与速度矢量图。图 8 中黑色实线表明了中央叶片前缘对应位置;轴向旋流强度正值(红色部分)为顺时针旋流。当旋流旋向与静叶叶栅折转气流方向相同时,如图 8(a)与图 7(c),燃烧室出口旋流会破裂为两个旋流分别进入静叶叶栅通道 A 与通道 B;旋流反向时,如图 8(b)与图 8(d),旋流则不会破裂,全部进入叶栅通道 A,且其在叶栅

进口截面上的位置更靠近上端壁。由总压系数云图 8 可知,旋流会使其对应位置总压降低,反向旋流会使上端壁侧滞止区(叶片前缘附近的高总压区域)面积增大且向压力面侧偏移。对比工况 1 与工况 3、工况 2 与工况 4 的总压系数分布可见,旋流器中心正对通道 B 中央位置时,通道 B 的总压系数分布趋于均匀,而通道 A 总压系数不均匀程度提高。

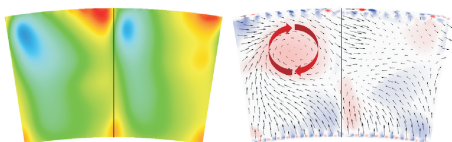
总压系数 C_{pt} 定义为

$$C_{pt} = \frac{p_t - \bar{p}_{t,in}}{p_{t,out} - p_{out}} \quad (7)$$

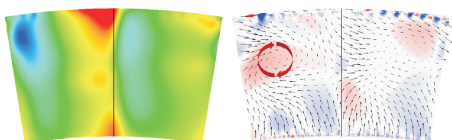
式中 p_t 为总压。



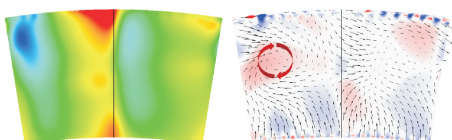
(a) 工况 1



(b) 工况 2



(c) 工况 3



(d) 工况 4

图 8 叶栅进口截面静压系数、轴向旋流强度分布与速度矢量图

Fig. 8 Static pressure coefficient, axial swirling strength distributions and velocity vectors at the passage inlet profile

图 9 给出了叶栅进口截面周向平均总压系数 C_{pt} 与切向气流角 α_{tan} 沿叶展方向的分布。如图 9(a) 所示,在考虑了燃烧室旋流与火焰筒发散冷却气影响的燃烧室真实出流条件作用下,叶栅进口截面总压系数分布呈现出中央低、两侧高的分布趋势;来自火焰筒内壁的发散冷却气流量较大,会在静叶端壁附近形成高总压区^[16];燃烧室旋流使中间叶展位置

总压降低,且对反向旋流,例如工况 2 与工况 4,旋流引起的低总压区位置靠近上端壁侧。如图 9(b) 所示,对本文所述燃烧室出流条件,叶栅进口截面周向平均气流角最大值约为 30° ,出现在 0.7~0.9 倍叶展位置处,靠近叶栅上端壁。

绝热冷却有效度 η 定义为

$$\eta = \frac{T_f - T_a}{T_f - T_2} \quad (8)$$

式中 T_a 为绝热壁面温度。

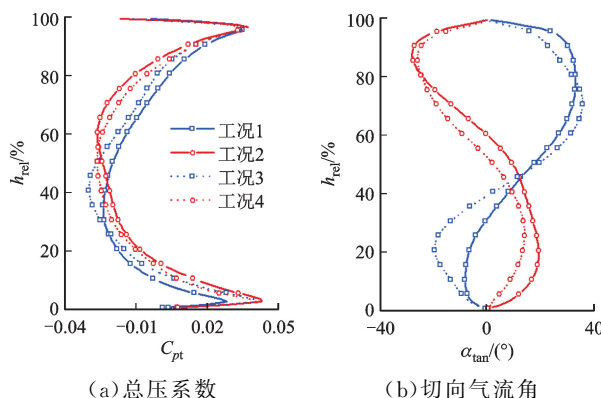


图 9 叶栅进口截面周向平均总压系数与切向气流角分布
Fig. 9 Circumferentially averaged total pressure coefficients and tangential flow angle distributions at the passage inlet profile

图 10 给出了壁面绝热冷却有效度 η 分布及旋流、马蹄涡的三维流线图。由图 10 可知,燃烧室旋流流线图反映出了与前文分析相符的流动趋势:正向旋流会在叶片前缘处分为两股,分别沿压力面与吸力面进入叶栅通道;而反向旋流则整体流入叶栅通道 A。值得注意的是,对旋流器时序位置不同的正向旋流工况,受燃烧室旋流冲击的叶片不同,以通道 A 为例,在工况 1 中旋流会沿叶片压力面进入,而工况 2 中则会由吸力面侧流入该通道。主流在端壁附近滞止点处,受展向压力梯度影响向壁面卷起,并分别沿叶片两侧发展形成的马蹄涡(horse-shoe vortex, HV)是叶栅端壁附近的主要流动结构之一。图 10 端壁附近流动结构流线图展示出了各工况下两支叶片前缘产生的马蹄涡在端壁附近的发展流动趋势。其中,流动结构给出了马蹄涡压力面侧分支的三维流线示意图。由各截面马蹄涡轴向旋流强度云图 10 可见,叶片上端壁压力面侧、下端壁吸力面侧马蹄涡分支旋向与正向旋流相同;上端壁吸力面侧、下端壁压力面侧分支则为反向。反向旋流作用下,如图 10(b)与图 10(d)所示,上端壁侧来流气流角明显增加,滞止点(如图 10(d)中流动结构)偏向

压力面侧。同时,在此位置可观察到冷却气流线有明显的横向流动趋势,气流会在滞止点上游位置形成回流涡(如图 10(d)中流动结构),向两侧横向流动并在叶栅通道中央位置静压较低的部位流入^[16]。如图 9(a)所示,发散冷却气在端壁附近形成的高总压区存在向两侧的压力梯度,因此该位置流体不仅会向端壁卷起形成马蹄涡,同时也会反向卷起形成冲击涡(impingement vertex)^[16],使气流在叶片表面发生上洗(如图 10(a)、图 10(b)中流动结构)。由图 10 可见,旋流与端壁二次流结构显著改变冷却气流覆盖趋势。

总压损失系数 C_{loss} 为

$$C_{\text{loss}} = \frac{\bar{p}_{t,\text{in}} - p_t}{\bar{p}_{t,\text{in}} - \bar{p}_{\text{out}}} \quad (9)$$

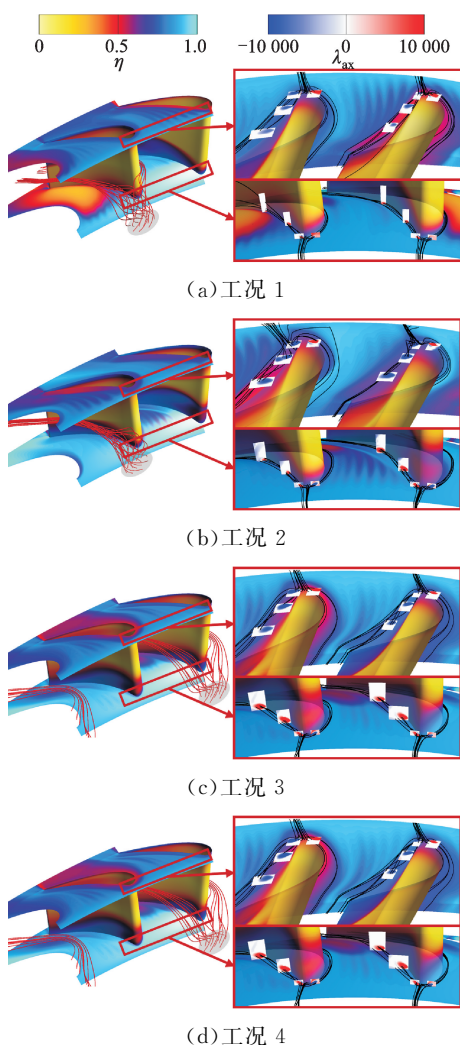


图 10 壁面绝热冷却有效度分布与旋流、马蹄涡三维流线图

Fig. 10 Wall adiabatic cooling effectiveness distributions and streamlines of swirling flow and horse-shoe vortex

图 11 给出了叶栅出口截面周向平均总压损失系数 C_{loss} 沿叶展分布。出口截面总压损失系数呈现出端壁附近总压损失高、由下端壁向上端壁总压损失减小的分布趋势。此外,下端壁侧通道涡引起 0.05 倍叶展位置处总压损失增加,正向旋流、旋流器正对叶栅通道中央均使该位置总压损失增加。反向旋流工况中旋流在 40%~95% 叶展处引起总压损失;而正向旋流工况则在 5%~60% 叶展位置。工况 1~4 中,叶栅出口截面平均总压损失系数分别为 0.168 5、0.184 9、0.172 5 与 0.177 9。由此可见,旋流器位置相同时,正向旋流引起的总压损失较小;正对叶片前缘的正向旋流器(工况 1)相较于损失最高的工况 2,总压损失系数减小了 8.87%。

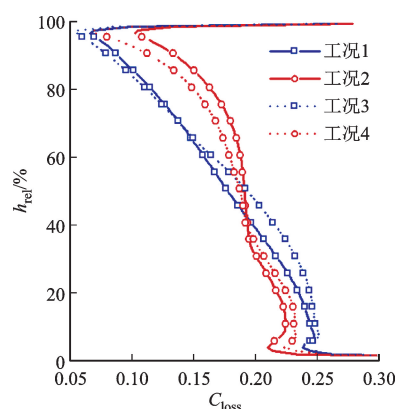


图 11 叶栅进口截面周向平均总压损失系数分布

Fig. 11 Circumferentially averaged total pressure loss coefficients distributions at the passage inlet profile

2.3 静叶端壁传热与冷却特性

壁面努塞尔数 Nu 定义为

$$Nu = \frac{q_1 C_{\text{ax}}}{\lambda_{\text{air}} (T_a - T_l)} \quad (10)$$

式中: q_1 、 T_l 为等温壁面边界条件计算得到的热通量和壁面温度,本文中取 T_l 为 900 K,略低于冷却气温度; λ_{air} 为燃烧室-透平交界面平均空气换热系数。

图 12 给出了两个工况下壁面努塞尔数 Nu 与绝热冷却有效度 η 分布。叶片前缘与压力面中下游部分叶表换热强度较高;在端壁位置,受到叶栅与收缩端壁对气流加速作用的影响,喉部位置会出现高换热区且受到冷却气膜覆盖的影响。对比图 12 努塞尔数云图与绝热冷却有效度云图可见,端壁上的高换热区多出现于得到冷却气充分覆盖的位置;低冷却有效度区域,如图 12(a)通道 A 下端壁,其换热强度也相对较低。这是因为在燃烧室内壁发散冷却气膜的覆盖下,槽缝射流冷气为端壁边界层注入能

量,加速了壁面附近的流动并使该位置换热加剧。

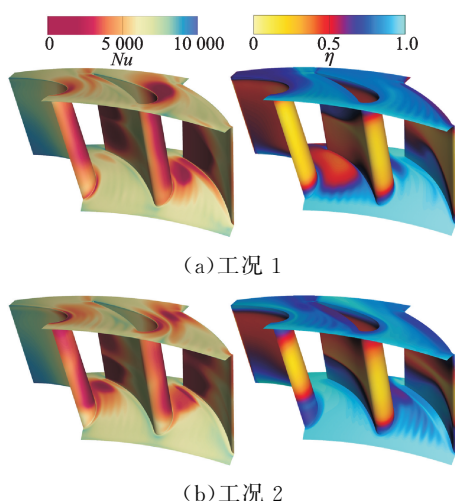


图 12 壁面努塞尔数与绝热冷却有效度分布

Fig. 12 Wall Nusselt number and adiabatic cooling effectiveness distributions

表 7 给出了各工况上、下端壁的平均努塞尔数 $\overline{Nu}$ 与绝热冷却有效度 $\bar{\eta}$ 。工况 2 与工况 3 的冷却效果最佳,其中工况 2 对上端壁冷却效果稍好,而工况 3 冷却气对下端壁覆盖更佳;相比冷却效果最差的工况 1,工况 2 与工况 3 分别使上、下端壁的绝热冷却有效度提高了 7.49% 与 25.46%。换热强度方面,工况 2 与工况 3 上端壁平均努塞尔数最低但下端壁位置换热强度很高,这是因为叶栅造型下端壁收敛更明显,附近气流流速较快,因此对冷却气的充能更加敏感。对比上、下端壁平均努塞尔数与绝热冷却有效度的离散程度可以看出,下端壁的传热、冷却特性对燃烧室出流条件更为敏感,在进行冷却设计时该位置的鲁棒性尤为重要。

表 7 上、下端壁平均努塞尔数与平均绝热冷却有效度

Table 7 Averaged total pressure loss coefficients at the passage outlet profile of different cases

工况	$\overline{Nu}$		$\bar{\eta}$	
	上端壁	下端壁	上端壁	下端壁
1	4 285.3	3 523.3	0.801 9	0.743 9
2	4 281.3	3 662.4	0.8620	0.923 7
3	4 252.2	3 953.2	0.847 1	0.933 3
4	4 300.0	3 667.0	0.830 8	0.880 4

图 13 给出了两支叶片表面努塞尔数 Nu 与泛冷却绝热冷却有效度 η 分布。图 13 中中间叶片即为工况 1、2 中旋流器轴线正对叶片;侧面叶片为布

置在计算域周期性边界条件处的叶片;每支叶片展开图左半边为压力面,右半边为吸力面。叶片吸力面中上游与压力面下游部分换热较强。燃烧室出流旋流冲刷会显著提升吸力面中上游换热强度,例如工况 1,由图 10(a)可见,该工况下旋流主要冲击中间叶片而对侧面叶片影响较小,而如图 13(a)所示,中间叶片吸力面中上游位置换热强度明显高于侧面叶片。如前文所述,冲击涡会使冷却气覆盖至叶片压力面改善该位置的泛冷却效果,因此叶片压力面中上游部分的换热强度会受到冷却气的显著影响,在冷却气覆盖区域的边缘位置,会出现条带状高换热区域,如图 13(b)侧面叶片黑色线框圈出位置。燃烧室旋流会影响冲击涡强度从而改变叶片压力面泛冷却效果。叶片下端壁侧压力面冲击涡旋向为正,因此在正向旋流工况中,燃烧室旋流会削弱下端壁压力面冲击涡,阻碍冷却气在该位置的覆盖。如受正向旋流直接冲击的工况 1 中间叶片与工况 3 侧面叶片,冷却气在压力面下部的覆盖面积明显较小;同时上端壁压力面冲击涡旋向与旋流相反,得到增强,因此压力面上部得到了较好的冷却,如图 13(a)所示。

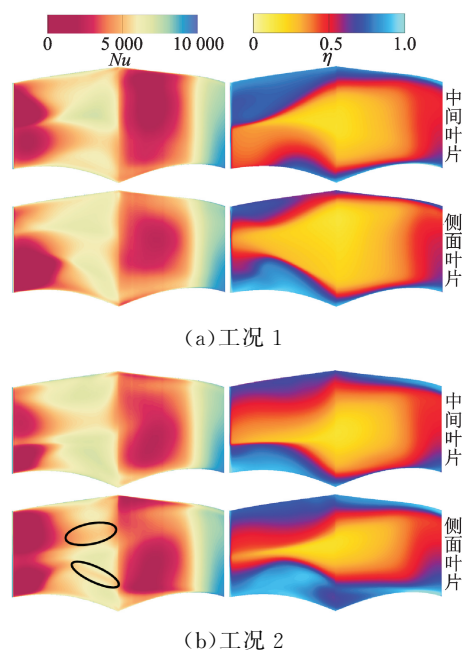


图 13 叶片表面努塞尔数与泛冷却绝热冷却有效度分布

Fig. 13 Vane surface Nusselt number and phantom adiabatic cooling effectiveness distributions

吹风比 γ_{BR} 定义为

$$\gamma_{BR} = \frac{\rho_c u_c}{\rho_3 u_3} \quad (11)$$

式中: ρ_c 、 u_c 为槽缝射流局部密度与流速; ρ_3 、 u_3 为燃烧室-透平交界处主流平均密度与流速。

图 14 给出了上、下端壁槽缝射流冷却气三维流线与端壁附近槽缝下游处 4 个截面的温度分布与平面流线图。

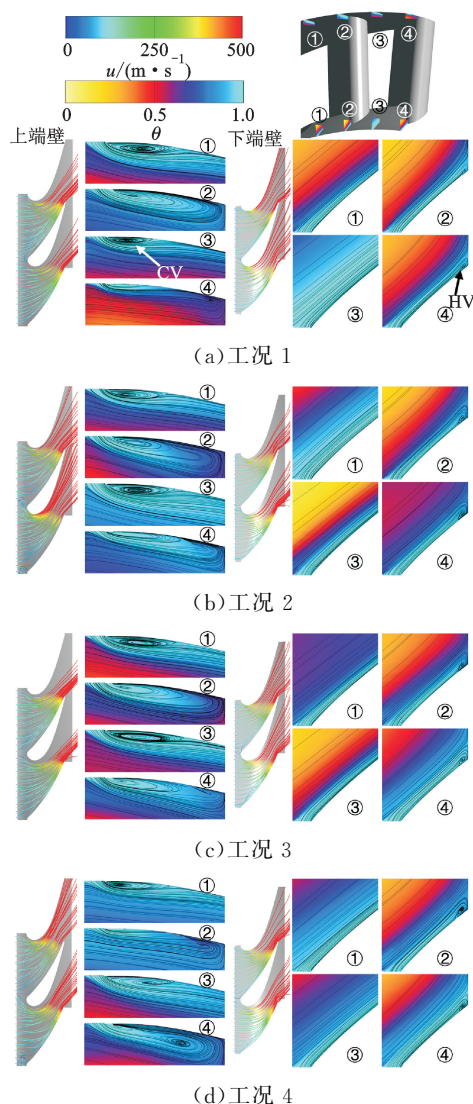


图 14 上、下端壁槽缝射流冷却气三维流线与特征截面温度分布、平面流线图

Fig. 14 Streamlines of slot jet coolants and temperature distributions, surface streamlines of characteristic profiles

图 14 中①、③截面分别位于通道 A 与通道 B 中央位置,截面分别位于中间叶片与侧面叶片前缘上游。如图 14 三维流线图所示,燃烧室出流旋流方向会改变槽缝冷却气在端壁附近的流动覆盖趋势:正向旋流工况,如图 14(a)与图 14(c)所示,上端壁槽缝冷却气无法覆盖至吸力面侧中下游位置;旋流反向时,如图 14(b)与图 14(d)所示,下端壁侧出现相似现象。上端壁槽缝射流会在其出口下游位置短暂吹离壁面,形成空腔涡(cavity vortex, CV),如图

14(a)上端壁截面标注所示;下端壁侧则不会出现该涡结构。这是因为虽然上、下端壁槽缝均为垂直射流,但是下端壁在槽缝出口位置造型收敛剧烈,槽缝射流方向与壁面夹角较小不会发生吹离从而避免了空腔涡的形成;由此可见,在进行端壁冷却方案设计时,配合端壁形状选择合理的冷却气射流角可以有效减小气动损失,改善冷却气覆盖效果。叶片前缘上游截面(截面与截面)的平面流线图可见马蹄涡结构。由于马蹄涡与空腔涡旋向相同,形成位置距离较近,可能融合为一个空间尺度更大的涡结构,如图 14(a)上端壁截面所示,卷吸更多槽缝射流冷却气进入在压力面角区发展的涡系,阻碍冷却气向吸力面侧覆盖。来自燃烧室的火焰筒内壁发散冷却气对涡轮静叶端壁依然有冷却效果,但其覆盖情况受燃烧室旋流影响很大。

以图 14(a)下端壁为例,截面整体绝热冷却有效度均在 0.8 以上,但是来自槽缝的流线仅覆盖了端壁附近很薄的区域,其余位置的冷却效果均来自上游的发散冷却气贡献。在燃烧室旋流作用下,发散冷却气并不会在涡轮叶片端壁上均匀覆盖而是发生偏转聚集后进入叶栅通道。对比图 14(a)与图 14(b)可见,对正向旋流的工况 1,下端壁发散冷却气大部分由通道 B 流入,而工况 2 中通道 A 下端壁出现明显的发散冷却气聚集;上端壁侧情况恰好相反。此外,槽缝射流也会受到燃烧室旋流、发散冷却气与叶栅通道压力梯度的影响,出现局部吹风比周向分布不均匀的情况。

图 15 给出了槽缝射流局部吹风比的周向分布。槽缝射流局部吹风比在吸力面侧较高而压力面侧较低,滞止点处最低,这是因为槽缝射流出流受到了叶栅内周向静压梯度干涉;燃烧室旋流也会对此产生影响。如工况 4,旋流显著增加了通道 A 部分槽缝射流局部吹风比不均匀程度;旋流器正对叶片前缘

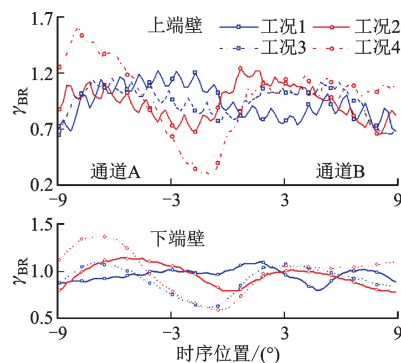


图 15 槽缝射流局部吹风比周向分布

Fig. 15 Clockwise distributions of slot jet local blowing ratio

时旋流会削弱滞止点影响,优化叶片前缘上游位置的槽缝射流出流特征。另外,来自燃烧室内壁离散孔的发散冷却气也会对槽缝射流产生影响,引起上端壁槽缝局部吹风比的波浪形分布趋势。

3 结 论

本文以带有双环预混旋流器与火焰筒内壁发散冷却结构的 TAPS 燃烧室为例,数值研究了典型航空发动机贫燃预混燃烧室出流条件下,涡轮静叶端壁流动结构与传热冷却特性。分析了燃烧室旋流器时序位置与旋流方向产生的影响,得到如下结论。

(1)采用的 TAPS 燃烧室模型计算得到的旋流器出口旋流数为 0.71,主燃级旋流数为 0.90,满足燃烧室旋流器设计要求;火焰筒壁面形成综合冷却有效度大于 0.4 的发散气膜。

(2)火焰筒内壁发散冷却气在静叶端壁附近形成高总压区,燃烧室旋流使中间叶展位置总压降低,且反向旋流引起的低总压区位置靠近上端壁侧;叶栅进口截面周向平均气流角最大值约为 30° ,出现在 0.7~0.9 倍叶展位置处。正向旋流会在叶片前缘处分为两股,反向旋流则整体流入叶栅通道 A。

(3)正向旋流、旋流器正对叶栅通道中央均会使下端壁侧通道涡引起的总压损失增加;反向旋流使中上叶展处总压损失增加;旋流器正对叶片前缘的正向旋流工况总压损失系数为 0.168 5,相比反向旋流工况减小了 8.87%。

(4)叶片前缘与压力面中下游部分叶表换热强度较高;冷却气为端壁边界层注入能量使喉部端壁换热加剧;相比正对叶片前缘的正向旋流器工况,反向旋流使上端壁的绝热冷却有效度提高了 7.49%,将旋流器正对叶栅中央使上端壁的绝热冷却有效度提高了 25.46%。燃烧室旋流冲刷显著提升叶片吸力面上游换热强度;正向燃烧室旋流会削弱下端壁压力面冲击涡,阻碍冷却气在该位置的覆盖。

(5)燃烧室出流旋流方向会改变槽缝冷却气在端壁附近的流动覆盖趋势,正向旋流工况下上端壁槽缝冷却气无法覆盖至吸力面侧中下游位置;上端壁槽缝射流会在其出口下游位置短暂吹离壁面,形成空腔涡,下端壁侧则不会出现该涡结构;马蹄涡与空腔涡可能相互融合形成一个空间尺度更大的涡结构,卷吸更多槽缝射流冷却气阻碍其向吸力面侧覆盖。槽缝射流局部吹风比在吸力面侧较高而压力面侧较低,滞止点处最低;旋流器正对叶片前缘时,旋流会削弱滞止点的影响,优化叶片前缘上游位置的

槽缝射流出流特征。

参考文献:

- [1] 李军,栗智宇,李志刚,等. 燃烧室和涡轮相互作用下高压涡轮级气热性能研究进展 [J]. 航空学报, 2021, 42(3): 136-161.
- LI Jun, LI Zhiyu, LI Zhigang, et al. Aerothermal performance of high pressure turbine stage with combustor-turbine interactions: review [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 136-161.
- [2] BUNKER R S. Gas turbine heat transfer: ten remaining hot gas path challenges [J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(2): 193-201.
- [3] JOHANSSON M, POVEY T, CHANA K, et al. Effect of low- NO_x combustor swirl clocking on intermediate turbine duct vane aerodynamics with an upstream high pressure turbine stage: an experimental and computational study [J]. Journal of Turbomachinery, 2017, 139(1): 011006.
- [4] BEARD P F, ADAMS M G, NAGAWAKAR J R, et al. The LEMCOTEC 1/2 stage film-cooled HP turbine: design, integration and testing in the oxford turbine research facility [C]//Proceedings of 13th European Conference on Turbomachinery Fluid Dynamics & Thermodynamics. Florence, Italy: European Turbomachinery Society, 2019: ETC201-216.
- [5] WERSCHNIK H. Aerodynamic impact of swirling combustor inflow on endwall heat transfer and the robustness of the film cooling design in an axial turbine [D]. Darmstadt, Germany: Technische Universität Darmstadt, 2017.
- [6] WERSCHNIK H, HILGERT J, WILHELM H, et al. Influence of combustor swirl on endwall heat transfer and film cooling effectiveness at the large scale turbine rig [J]. Journal of Turbomachinery, 2017, 139(8): 081007.
- [7] WILHELM M, SCHMIDT M, GOERTZ F, et al. Influence of combustor swirl on turbulence at the large scale turbine rig (LSTR) [C]//International Symposium of Air Breathing Engines. Manchester, UK: ISABE, 2017: ISABE-2017-21393.
- [8] SCHNEIDER M, SCHIFFER H P, LEHMANN K. Uncertainty propagation analyses of lean burn combustor exit conditions for a robust nozzle cooling design [J]. Journal of Turbomachinery, 2020, 142(5): 051003.
- [9] CUBEDA S, MAZZEI L, BACCI T, et al. Impact of predicted combustor outlet conditions on the aerothermal performance of film-cooled high pressure turbine vanes [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines

- and Power, 2019, 141(5): 051011.
- [10] ZHANG Kaiyuan, LI Zhigang, LI Jun. Effect of inflow swirl on the vane endwall aerothermal performance with endwall misalignment at transonic condition [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 144: 118662.
- [11] 张文豪. 贫燃旋流燃烧室出流影响下的高压涡轮导叶气热特性数值研究 [D]. 西安: 西安交通大学, 2022.
- [12] ZHANG Wenhao, WANG Zhiduo, WANG Zhihao, et al. Study on heat transfer characteristics of NGVs influenced by non-reacting lean burn combustor simulator flow [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2022, 172, Part A: 107313.
- [13] 栗智宇, 张垚垣, 李志刚, 等. 燃烧室出口旋流对静叶栅端壁流动型态和传热冷却特性的影响 [J]. 西安交通大学学报, 2022, 56(4): 72-82.
- LI Zhiyu, ZHANG Kaiyuan, LI Zhigang, et al. Effect of combustion chamber outlet swirling flow on flow pattern, heat transfer and cooling characteristics of turbine vane endwall [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2022, 56(4): 72-82.
- [14] ALQEFL M H, NAWATHE K P, CHEN Pingting, et al. Aero-thermal aspects of film cooled nozzle guide vane endwall: part 1 aerodynamics [J]. Journal of Turbomachinery, 2021, 143(12): 121009.
- [15] NAWATHE K P, ZHU Rui, LIN Enci, et al. Nozzle passage endwall effectiveness values with various combustor coolant flowrates: part 1 flowfield velocity and coolant concentration measurements [J]. Journal of Turbomachinery, 2021, 143(4): 041009.
- [16] 孙添一, 李志刚, 李军. 发散冷却和前缘槽缝射流作用下涡轮静叶端壁流动结构的研究 [J]. 西安交通大学学报, 2022, 56(1): 120-129.
- SUN Tianyi, LI Zhigang, LI Jun. Investigation on the flow structure of turbine vane endwall under effects of effusion cooling and leading edge slot jet [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2022, 56(1): 120-129.
- [17] 孙添一, 李志刚, 李军. 发散冷却与槽缝射流对涡轮静叶端壁气热性能影响的研究 [J]. 推进技术, 2022, 43(8): 83-92.
- SUN Tianyi, LI Zhigang, LI Jun. Effects of effusion cooling and slot jet flow on aerothermal performance of turbine vane endwall [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(8): 83-92.
- [18] 张垚垣, 李志刚, 宋立明, 等. 槽缝射流旋流比和密度比对涡轮端壁冷却和吸力面泛冷性能的影响 [J]. 西安交通大学学报, 2018, 52(9): 95-101, 126.
- ZHANG Kaiyuan, LI Zhigang, SONG Liming, et al. Effects of swirl ratio and density ratio of slot jet flow on the turbine endwall cooling and suction surface phantom cooling performance [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2018, 52(9): 95-101, 126.
- [19] MONGIA H C. Low emissions propulsion engine characterization process [M]//GUPTA A K, DE A, AGGARWAL S K, et al. Advances in Energy and Combustion: Safety and Sustainability. Berlin, Germany: Springer, 2022: 13-69.
- [20] FOUST M J, THOMSEN D, STICKLES R, et al. Development of the GE aviation low emissions TAPS combustor for next generation aircraft engines [C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, VA, USA: AIAA, 2012: AIAA 2012-936.
- [21] 刘爱斌, 朱悦, 陈保东, 等. 三级旋流器旋流角匹配影响双环预混旋流燃烧室燃烧性能试验 [J]. 推进技术, 2017, 38(7): 1539-1547.
- LIU Aiguo, ZHU Yue, CHEN Baodong, et al. Experiment on effects of triple swirler swirl angle matching on combustion performance of twins annular premixing swirler combustor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(7): 1539-1547.
- [22] MONGIA H, DODDS W. Low emissions propulsion engine combustor technology evolution past, present and future [C]//24th International Congress of Aeronautical Sciences. Bonn, Germany: ICAS, 2004: 2004-6.9.2.
- [23] SCHNEIDER M. Robust aero-thermal design of high pressure turbines at uncertain exit conditions of low-emission combustion systems [D]. Darmstadt, Germany: Technische Universität Darmstadt, 2019.
- [24] ROACHE P J. Quantification of uncertainty in computational fluid dynamics [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1997, 29(1): 123-160.
- [25] LILLEY D G. Swirl flows in combustion: a review [J]. AIAA Journal, 1977, 15(8): 1063-1078.

(编辑 武红江 杜秀杰)